

ОЦЕНКА МАССОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ ТРАЛЬЩИКОВ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ

В статье представлены результаты расчетов массовой эффективности космических тральщиков, предназначенных для очистки низких околоземных орбит от мелких частиц космического мусора. Расчеты выполнены при условии осуществления следующего маневра: выведение тральщика с помощью ракеты-носителя (РН) на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение его на рабочую орбиту высотой 1200 км с помощью разгонного жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРДМТ) и перевод на орбиту высотой 500 км, во время которого происходит сбор мелкого мусора, с помощью тормозного ЖРДМТ. При этом были рассмотрены наиболее известные РН различной грузоподъемности, которые могут быть использованы для решения поставленной задачи.

У статті наведено результати розрахунків масової ефективності космічних тральщиків, що призначені для очищення низьких навколоземних орбіт від дрібних частинок космічного сміття. Розрахунки виконано за умов здійснення такого маневру: виведення тральщика з використанням ракети-носія (РН) на проміжну орбіту висотою 200 км, доведення його на робочу орбіту висотою 1200 км за допомогою розгінного рідинного ракетного двигуна малої тяги (РРДМТ) і переведення на орбіту висотою 500 км, під час якого відбувається збір дрібного сміття, за допомогою гальмівного РРДМТ. При цьому були розглянуті найбільш відомі РН різної вантажопідйомності, які можуть бути використані для вирішення поставленої задачі.

The paper deals with the calculated results for the mass efficiency of space trawlers for cleaning low near-earth orbits from small particles of space debris. Calculations are carried out under condition of realization of the following maneuver: injection of a trawler by a launch vehicle (LV) into an intermediate orbit of a height of 200 km, its continued injection into the working orbit of a height of 1200 km using a liquid acceleration thruster (LAT) and its transfer into orbit of a height of 500 km where small debris is gathered by the braking LAT. The most known LVs with various load-carrying capacities are considered to resolve the proposed problems.

В настоящее время одной из наиболее важных проблем использования околоземного космического пространства является проблема существования на низких околоземных орбитах космического мусора (КМ), представляющего опасность для действующих космических аппаратов (КА), орбитальных станций и Земли. Проблема становится настолько острой, что космические державы даже создали каталог крупных объектов КМ. Однако мелкие фракции не менее опасны, чем крупные. Сейчас вокруг нашей планеты вращается около 70–150 тысяч объектов размером от 1 до 10 см, частиц же менее 1 см в поперечнике – миллионы. Поэтому разработка способов и средств защиты космических аппаратов от воздействия высокоскоростных мелких частиц космического мусора приобретает весьма важное значение.

Эффективных практических мер по уничтожению космического мусора на орбитах высотой более 600 км (где не сказывается очищающий эффект от торможения и сгорания в атмосфере) на настоящем уровне развития техники не существует. Поэтому для решения этой задачи несомненный интерес представляет идея создания специальных мусорособирающих космических аппаратов (тральщиков), предназначенных для сбора мелких частиц космического мусора [1]. В состав такого космического тральщика входят двигательная установка (ДУ) выведения, тормозная двигательная установка (ТДУ) и система сбора и удаления мелкого КМ в виде сферообразного пассивного улавливающего элемента. При этом массовые характеристики как отдельных элементов тральщика, так и всего аппарата в целом определяются способом его выведения на требуемую орбиту и зависят от типа двигателей в составе используемых ДУ.

Разработана методика расчета энергетических, тяговых и массовых характеристик такого аппарата с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) [2]. Эта методика позволяет на основе анализа существующих ракет-носителей (РН) и электроракетных двигателей (ЭРД) осуществить выбор типа РН, типа ЭРД, определить массу и размер улавливающего элемента. В работе [3] проведена оценка характеристик космического мусоросборщика (КМС) для различных ракет-носителей, которые могут быть использованы для его выведения на требуемую орбиту, в зависимости от грузоподъемности РН, диапазона высот рабочих орбит и параметров ЭРДУ. При этом рассматривался следующий маневр выведения и эксплуатации КМС: выведение мусоросборщика с помощью РН на промежуточную орбиту высотой 200 км, довыведение посредством разгонного блока на требуемую орбиту высотой 1200 км и перевод на орбиту высотой 500 км, во время которого происходит сбор космического мусора, с помощью ЭРДУ. Направлением дальнейших исследований по реализации данного способа очистки низких околоземных орбит от мелких частиц космического мусора может быть рассмотрение и других вариантов маневров.

Целью настоящей статьи является оценка основных характеристик космического тральщика, для выведения которого на требуемую орбиту и спуска с нее используются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ).

Маневр выведения и эксплуатации тральщика состоит в следующем. С помощью РН тральщик выводится на промежуточную орбиту высотой 200 км, затем с помощью разгонного ЖРДМТ доводится на орбиту 1200 км и спускается с нее с помощью тормозного ЖРДМТ. В процессе торможения тральщик совершает большое количество оборотов по орбитам с постоянно уменьшающейся высотой до достижения орбиты высотой 500 км. В результате он попадает в зону плотных слоев атмосферы и, вследствие действия аэродинамического сопротивления, сгорает. Вместе с ним сгорают и мелкие частицы космического мусора, собранные входящим в его состав улавливающим элементом или потерявшие свою скорость за счет столкновения с этим элементом.

Для выполнения данного маневра были рассмотрены известные ракетно-носители в широком диапазоне их грузоподъемности. В качестве жидкостных ракетных двигателей малой тяги использовались двигатель РН «Циклон-3» с тягой 100 Н или двигатель 11Д458-02 с тягой 392,4 Н с удельным импульсом 2600 и 2747 м/с соответственно. Принималось, что улавливающий элемент имеет форму сферы.

Выбор этих типов ЖРДМТ позволяет оценить характеристики космического тральщика для двух крайних значений тяги ЖРДМТ (минимального и максимального) из известного ряда ЖРДМТ, разработанных в России [4].

В процессе исследований для каждой РН были рассчитаны масса тральщика M , масса полезной нагрузки $M_{ПН}$, в данном случае масса улавливающего элемента с его системами, и радиус улавливающего элемента R .

Полученные результаты для рассмотренных ракет-носителей и выбранных жидкостных ракетных двигателей с тягой P сведены в таблицу 1.

Таблица 1

Название РН	Страна-разработчик	Грузоподъемность на орбите высотой ~200 км, т	P=100 Н			P=392,4 Н		
			М, т	М _{пн} , т	Р, м	М, т	М _{пн} , т	Р, м
«Днепр-1»	Украина	3,82	3,11	2,04	28,48	3,15	2,10	28,88
«Циклон-3»	– // –	4,00	3,26	2,15	29,26	3,29	2,21	29,67
«Зенит-2»	– // –	13,00	10,60	7,83	55,81	10,72	8,03	56,54
«Молния»	Россия	2,50	2,04	1,20	21,58	2,06	1,24	22,50
«Союз 2-1Б»	– // –	7,85	6,40	4,58	42,69	6,47	4,70	43,26
«Протон-М»	– // –	21,00	17,12	12,87	71,58	17,31	13,20	72,50
«CZ-2C»	Китай	2,75	2,24	1,36	23,29	2,27	1,40	23,64
«CZ-2D»	– // –	3,35	2,73	1,74	26,32	2,76	1,79	26,71
«CZ-4B»	– // –	4,16	3,39	2,25	29,94	3,43	2,32	30,36
«CZ-3»	– // –	4,80	3,91	2,65	32,51	3,96	2,73	32,96
«CZ-3A»	– // –	6,00	4,89	3,41	36,85	4,95	3,50	37,35
«CZ-2E»	– // –	8,80	7,17	5,18	45,40	7,25	5,32	46,00
«CZ-2F»	– // –	9,00	7,34	5,30	45,95	7,42	5,44	46,56
«CZ-3C»	– // –	9,30	7,58	5,49	46,76	7,67	5,64	47,38
«CZ-3B»	– // –	11,20	9,13	6,69	51,61	9,23	6,87	52,28
«H-1»	Япония	3,20	2,61	1,65	25,60	2,64	1,69	25,97
«H-2A/202»	– // –	9,75	7,95	5,78	47,95	8,04	5,93	48,58
«H-2A/2022»	– // –	10,60	8,64	6,31	50,13	8,74	6,48	50,79
«Titan-2-SLV»	США	2,36	1,92	1,12	21,08	1,95	1,15	21,41
«Titan-34B»	– // –	3,60	2,94	1,90	27,49	2,97	1,95	27,88
«Atlas-2»	– // –	6,60	5,38	3,79	38,84	5,44	3,89	39,37
«Atlas-2A»	– // –	7,00	5,71	4,04	40,11	5,77	4,15	40,65
«Delta-4M»	– // –	8,22	6,70	4,81	43,75	6,77	4,94	44,33
«Delta-3/8930»	– // –	8,30	6,77	4,86	43,99	6,84	4,99	44,58
«Atlas-3A»	– // –	8,66	7,06	5,09	45,00	7,14	5,22	45,61
«Atlas-33»	– // –	10,00	8,16	5,93	48,60	8,25	6,09	49,24
«Delta-4M+(4,2)»	– // –	11,02	8,98	6,58	51,17	9,08	6,75	51,84
«Atlas-5(401)»	– // –	12,50	10,19	7,51	54,68	10,30	7,71	55,39
«Titan-405A»	– // –	13,40	10,93	8,08	56,71	11,05	8,29	57,44
«Atlas-5(521)»	– // –	15,08	12,30	9,14	60,31	12,43	9,38	61,09
«Titan-403A»	– // –	17,70	14,43	10,79	65,53	14,59	11,07	66,38
«Atlas-5(551)»	– // –	20,52	16,73	12,57	70,73	16,91	12,89	71,64
«Titan-402A»	– // –	21,00	17,12	12,87	71,58	17,31	13,20	72,50
«Delta-4H»	– // –	24,00	19,57	14,76	76,66	19,78	15,14	77,64
«Space Shuttle»	– // –	28,80	23,48	17,79	84,15	23,74	18,25	85,23
«Arian-40»	Франция	4,85	3,95	2,69	32,7	3,40	2,76	33,16
«Arian-42P»	– // –	6,00	4,89	3,41	36,85	4,95	3,50	37,35
«Arian-44P»	– // –	6,80	5,54	3,92	39,48	5,60	4,02	40,01
«Arian-42L»	– // –	7,30	5,95	4,23	41,04	6,02	4,35	41,59
«Arian-44LP»	– // –	8,25	6,73	4,83	43,85	6,80	4,98	44,43
«Arian-44L»	– // –	9,60	7,83	5,68	47,56	7,91	5,83	48,19
«Arian-5G»	– // –	19,45	15,86	11,89	68,80	16,03	12,20	69,69

Масса тральщика M для данного маневра выведения его на требуемую орбиту определялась из выражения:

$$M = M_0 - M_{T_{\text{ЖРДМТ}}},$$

где M_0 – грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км; $M_{T_{\text{ЖРДМТ}}}$ – запас топлива ЖРДМТ, используемого для перевода космического тральщика с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км.

Масса полезной нагрузки $M_{\text{ПН}}$ и радиус улавливающего элемента R рассчитывались по методике [2].

Как видно из приведенной таблицы, масса тральщиков, выводимых на требуемую орбиту с помощью ЖРДМТ, практически не зависит от тяги принятых к рассмотрению двигателей и растет с увеличением грузоподъемности РН на орбите высотой 200 км. Эта особенность сохраняется и по отношению к массе полезной нагрузки и радиусу элемента для улавливания мелких частиц космического мусора, что видно из рис. 1, где показаны зависимости массы полезной нагрузки $M_{\text{ПН}}$ и радиуса улавливающего элемента R от грузоподъемности РН M_0 при использовании ЖРДМТ с тягой $P=100$ Н.

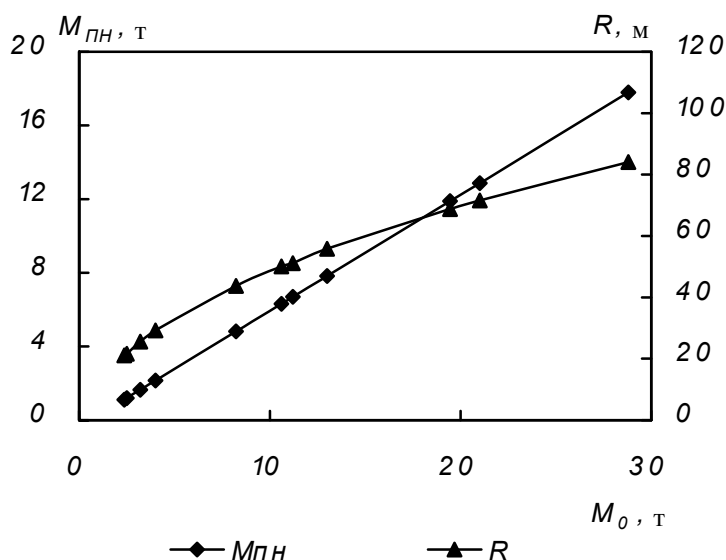


Рис. 1

На рис. 2 для предложенного маневра выведения и эксплуатации космического тральщика с применением рассмотренных ЖРДМТ приведена зависимость относительной массы полезной нагрузки $M_{\text{ПН}} / M_0$ от грузоподъемности некоторых РН M_0 .

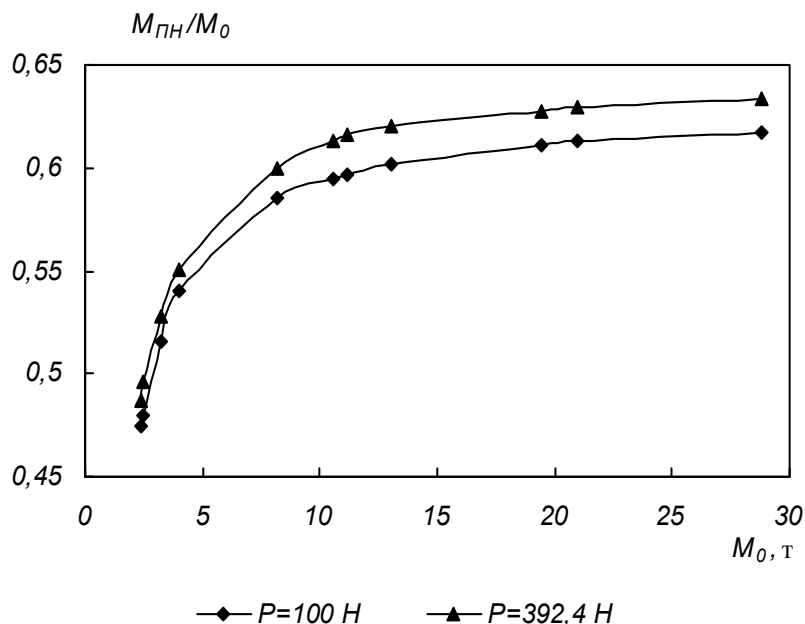


Рис. 2

Из рисунка видно, что для РН грузоподъемностью до 10 т относительная масса полезной нагрузки растет с ростом M_0 , а свыше 10 т практически не зависит от ее величины. При этом она уступает относительной массе полезной нагрузки, которая может быть выведена на требуемую орбиту в случае использования разгонного блока с жидкостным ракетным двигателем большой тяги, в среднем в $\sim 1,5$ раза [3].

Также было рассчитано время спуска тральщика t с орбиты высотой 1200 км до орбиты высотой 500 км, в течение которого осуществляется сбор космического мусора (рис. 3). Его расчет производился по формуле:

$$t = \max(t_m, t_{zad}), t_m = \frac{I_{сум}}{P},$$

где $I_{сум}$ – суммарный импульс тяги тормозного ЖРДМТ; t_{zad} – заданное время очистки.

Как видно из рис. 3, на котором приведена зависимость времени спуска тральщика t от грузоподъемности РН M_0 , время спуска, а, следовательно, и время контакта элемента для сбора мелких частиц космического мусора с КМ растет пропорционально грузоподъемности РН. При $t = t_{zad} = t_m$ оно не превышает 30 ч, тогда как для спуска с помощью тормозной электроракетной двигательной установки исчисляется месяцами [3]. (Подразумевается, что ресурс работы ЖРДМТ будет доведен до требуемых величин). Полученное время может служить признаком несколько меньшей целевой эффективности очистки орбиты от космического мусора по сравнению с вариантом применения ЭРДУ. Однако, как известно, стоимостные затраты на создание ЭРДУ значительно превосходят затраты, связанные с использованием ЖРДМТ.

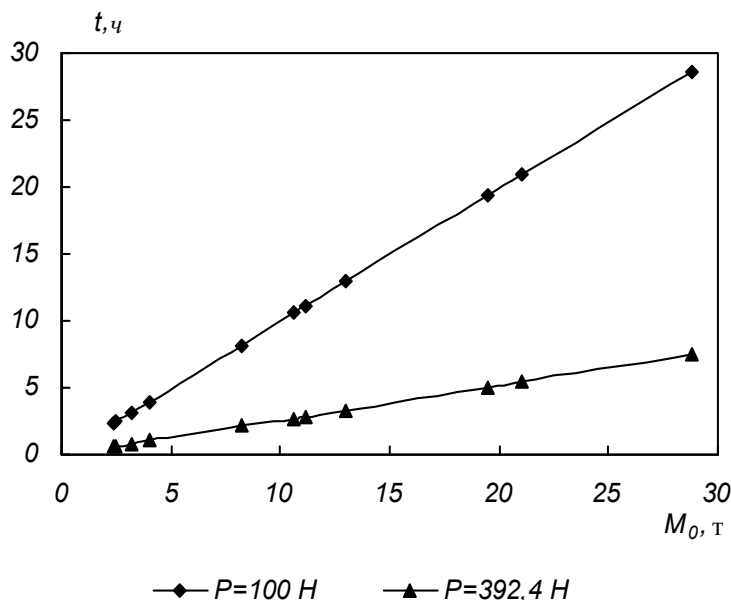


Рис. 3

Анализируя результаты расчетов, можно сделать следующие выводы:

1. Учитывая меньшие по сравнению с использованием ЭРДУ стоимостные затраты на осуществление рассмотренного варианта выведения и эксплуатации космического тральщика, данный вариант маневра с ЖРДМТ может найти применение при реализации предложенного способа очистки околоземного пространства от космического мусора.

2. Использование варианта маневра с применением ЖРДМТ может оказаться выгоднее в диапазоне грузоподъемности РН от 2 до 13 т при некотором уменьшении отношения $M_{ПН} / M_0$.

Дальнейшие исследования имеет смысл проводить применительно к использованию двигательных установок разных типов.

1. Шевцов А. В. Мелкий космический мусор. Анализ развития и способы борьбы / А. В. Шевцов, А. С. Макарова // Космічна наука і технологія. Додаток до журналу. – Днепропетровск : ДНУ, 2002. – Т. 8, № 1. – С. 176 – 179.
2. Кондратьев А. И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с ЭРДУ / А. И. Кондратьев, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков : "ХАИ", 2009. – № 10 (67). – С. 82 – 84.
3. Кондратьев А. И. Оценка характеристик мусорособирающих космических аппаратов с ЭРДУ для улавливания космического мусора / А. И. Кондратьев, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков : "ХАИ", 2009. – № 9 (66). – С. 45 – 47.
4. Васильев В. В. Выбор универсальных параметров двигателя малой тяги, предназначенного для поддержания орбиты спутника Земли / В. В. Васильев, В. В. Салмин // Космические исследования. – 1984. – Т. XXII, Вып. 6. – С. 858 – 866.

Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск

Получено 17.05.10,
в окончательном варианте 18.06.10